

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.012

马赫 5 一级定几何二元混压式进气道反压特性试验研究

翁小倬^{1,2,3,4} 郭荣伟^{1,2,4}

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

3. 中国人民解放军 94710 部队, 无锡, 214141; 4. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要:对一种设计马赫数为 5 一级的定几何二元混压式亚燃冲压发动机进气道进行了风洞试验研究, 得到了该进气道的反压特性, 结果表明: 设计状态时, 随节流锥堵塞度的增加, 进气道出口反压比不断增加, 马赫数逐渐下降, 总压恢复系数先下降后上升, 通道内气流脉动的功率谱密度无明显峰值; 节流锥堵塞比为 72% 时, 进气道发生喘振, 喘振基频约为 48 Hz; 随节流锥堵塞比的降低, 进气道喘振基频逐渐降低, 进气道结束喘振后结尾激波先到达进气道进口处, 然后稳定在进气道内收缩段内, 随着节流锥堵塞比的进一步降低, 结尾激波逐渐进入进气道扩张段。

关键词: 航空航天推进系统; 二元进气道; 喘振; 总压恢复; 功率谱

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)06-0869-08

Experimental Investigation on Back-Pressure Characteristic of *Ma* 5 Fix-Geometry Two-dimensional Inlet with Mixed-Compression

Weng Xiaochai^{1,2,3,4}, Guo Rongwei^{1,2,4}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

3. Unit 94710, the Chinese People's Liberation Army, Wuxi, 214141, China;

4. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing, 100191, China)

Abstract: Experiments of a *Ma* 5 fix-geometry two-dimensional ramjet inlet with mixed-compression are conducted in a hypersonic wind tunnel. The results show that: under cruising condition, when the throttling ratio increases, at the exit of the inlet, the back pressure ratio rises, the Mach number decreases and the total pressure recovery coefficient declines firstly and rises then. The power spectrum of the dynamic pressure signals in the duct generally has no obvious peak value. When the throttling ratio is equal to 72%, buzz occurs in the inlet. The base frequency of the buzz is about equal to 48 Hz. As the throttling ratio decreases, the base frequency of the buzz declines and the terminal shock reaches the intake when the buzz ends. With a further decrease of the throttling ratio, the terminal shock firstly locates at the internal compression section and then enters the divergent section.

Key words: aerospace propulsion system; two-dimensional inlet; buzz; total pressure recovery; power spectrum

收稿日期: 2014-09-17; 修订日期: 2014-12-28

通信作者: 翁小倬, 男, 博士研究生, 工程师, E-mail: xiaochai@126.com。

进气道作为冲压发动机的关键部件,对整个推进系统的性能有着重要影响^[1-2]。从导弹的总体布局和气动设计来讲,二元混压式进气道由于其具有长度短、结构简单、重量轻的特点,在恰当的布局下还可以提高飞行器的升阻比,因此受到设计人员的青睐,如欧洲的流星和法国的 ASMP 导弹均采用二元进气道。

国外自 20 世纪 60 年代就开始了二元混压式进气道的研究。文献[3~11]针对二元进气道气动性能和不稳定工作特性开展了试验和数值模拟研究,为了扩大二元进气道的稳定工作范围,研究的重点是如何通过附面层流场控制来改善进气道在非设计状态下的性能。国内对二元混压式进气道也开展了大量的研究。文献[12,13]对二元进气道的数值仿真和设计进行了研究。文献[14]对“X”形布局的定几何二元进气道进行了试验研究,为该布局下的二元进气道设计提供了试验依据。文献[15]利用遗传算法给出了一种宽马赫数二元进气道的优化设计方法。文献[16]对唇口形状对进气道的性能进行了研究,并据此提出了二元进气道的一种优化设计方法。文献[17]对一种 Ma 3.5 一级双下侧的二元进气道开展了研究,获得其流场特征和气动性能。然而上述研究进气道工作马赫数均较低,对 Ma 5 一级的宽马赫数亚燃冲压发动机进气道的相关研究鲜见报道。

本文通过高超声速风洞试验对一种宽马赫数设计(Ma 3~5)的定几何二元混压式亚燃冲压发动机进气道进行了初步研究,获得其设计状态不同反压下进气道气动性能和通道内的流场特征。

1 试验模型与设备

试验是在南京航空航天大学的 NHW03 高超声速风洞上进行的。

1.1 试验模型

本文设计了一 Ma 5 一级二元混压式进气道,进气道自起动马赫数为 3。图 1 给出了模型的二维示意图。进气道采用四波系结构(三道外压激波+唇罩入射斜激波),扩张段中心线和面积变化采用前缓后急的变化规律。为了尽量保持进气道外压段的二元特性,进气道前体进行了适当加宽,模型的主要参数见表 1。考虑热防护,进气道第一级压缩面楔板前缘及唇罩前缘采用了文献[18]的钝化方法。

为了模拟进气道的反压特性,进气道出口与流量调节结构相连。在节流锥与进气道出口之间安

装 6 倍进气道出口当量直径的方转圆过渡段,以降低节流锥对进气道出口的流场影响,如图 1 所示。

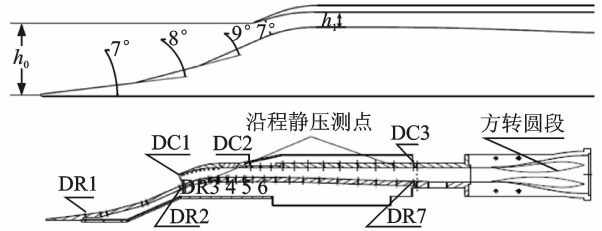


图 1 二元进气道示意图

Fig. 1 Sketch of inlet and model

表 1 模型的主要参数

Tab. 1 Primary parameters of inlet

模型参数	参数值
自起动马赫数	3
设计马赫数	5
前体压缩角/(°)	7, 8, 9
唇罩压缩角/(°)	7
捕获高度/mm	$H=100$
喉道高度	$0.226H$
进气道入口宽度	H
进气道出口高度	$0.3H$
扩张段长度	$4H$
扩张段面积变化率	前缓后急
扩张段中心线变化率	前缓后急
前体增加宽度	$0.5H$

1.2 试验设备

NHW03 风洞为高压下吹-真空抽吸暂冲式高超声速风洞,其主要由洞体、高压气源、金属板蓄热式加热器、真空系统、控制系统、数据采集测试系统和 $\varnothing 300$ mm 彩色纹影仪及计算机视频数字摄录采集系统等组成。风洞喷管出口直径 500 mm,风洞名义马赫数为 Ma 5.0, 6.0, 7.0, 8.0, 试验时风洞前室总压为 0.04~1.0 MPa, 前室总温为 293~685 K, 风洞单位雷诺数为 $6.47 \times 10^5 \sim 2.24 \times 10^7$ 。模拟飞行高度为 27~59 km, 有效试验时间大于 10 s。纹影采集频率为 25 Hz。

1.3 测量系统

本试验的测量系统包括总/静压测量系统和动态压力测量系统。其中压缩面一侧对称面静压测点 23 个,唇罩侧对称面静压测点 22 个(如图 1 所示),出口截面 10 个(图 2 中黑色方块,不含对称面两个为沿程静压共用的测点),共计 55 个。沿程静压孔位置参考了初步的数值仿真计算结果,在静压梯度变化比较大的地方布置得相对密一些。总压测点布置在进气道出口截面,该截面为矩形,按等

面积分布,布置 25 个测点(如图 2 中小圆圈,图中单位为 mm)。动态压力系统由 CYG503A 绝压型微型压力传感器和动态信号采集系统组成,数据采集频率为 20 kHz,动态压力传感器的编号和位置如图 1 所示。

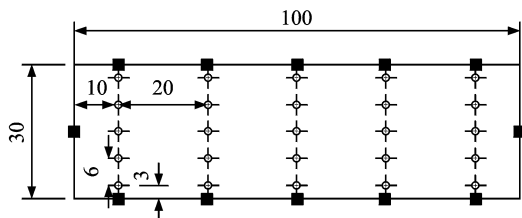


图 2 进气道出口截面总/静压测点示意图

Fig. 2 Sketch of pressure-measuring-point at exit of inlet

2 试验结果

试验得到了来流马赫数 $Ma_0=5$ 时,进气道的反压特性。

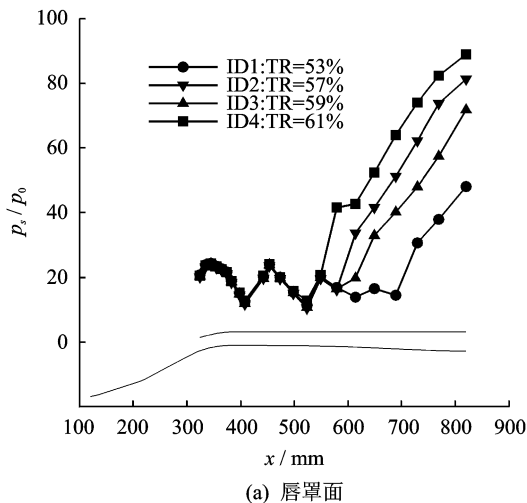
2.1 稳态特性

图 3 给出了不同节流锥位置下进气道唇罩和压缩面沿程静压分布曲线,图中横坐标为各静压测量点在进气道上的位置,纵坐标为各静压测量点的实测静压值与风洞来流静压值的比值, ID1~ID4 为节流锥从小堵塞度向大堵塞度移动过程中的各个停留位置。由图 3 可以看出,进气道沿程静压的跃升起点位于进气道后端的扩张段,说明进气道的结尾激波停留在扩张段内,节流锥在这些位置时,进气道处于超临界工作状态。

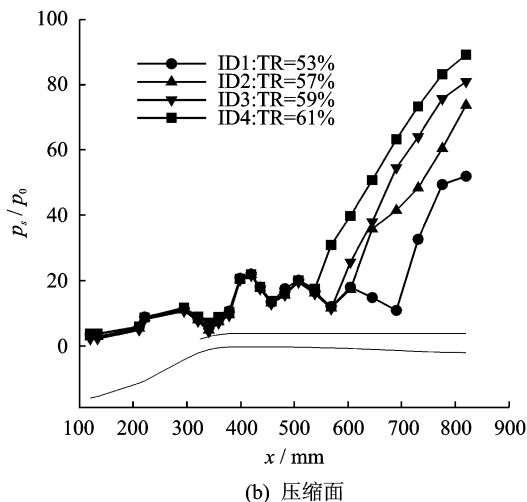
仔细观察图 3(a)中 ID1 对应静压曲线可以发现,进气道唇罩侧,由于受到唇罩内压缩角所产生的斜激波影响,沿程静压测点 1~3 处静压值呈上升趋势,然后受肩部膨胀扇的影响,静压测点 4~9 处静压值下降。喉道等直段附近,由于型面收缩及激波反射的影响,测点 10~18 处静压出现波动。受结尾激波的影响,测点 19~22 处静压值上升。随着节流锥堵塞度不断增加,使得进气道出口的静压值不断上升,扩张段内的结尾激波不断前移。

图 4 给出进气道出口马赫数随出口平均反压比的变化曲线,图中横坐标为各个锥位下进气道出口的平均反压值与风洞来流静压值的比值。由图可知,随着节流锥堵塞度的增加,进气道出口截面的平均反压值逐渐增加,而进气道出口的马赫数则不断下降。这与上文静压曲线分布分析相吻合,随着堵塞度的增加,结尾激波不断前移,波前马赫数不断降低,使进气道出口马赫数也降低。

进气道出口总压恢复系数随出口截面平均反压的变化在图 5 中给出。由图 5 可以看出,随着节



(a) 唇罩面



(b) 压缩面

图 3 不同堵塞度下进气道唇罩面和压缩面沿程静压分布曲线

Fig. 3 Distribution of static pressure coefficients along duct with different throttling ratios

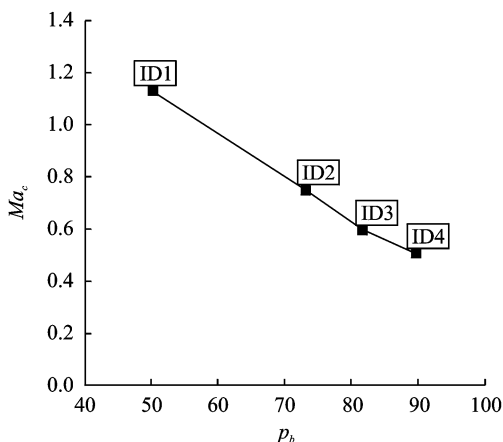


图 4 出口马赫数随反压比的变化曲线

Fig. 4 Mach number at exit versus back pressure ratio

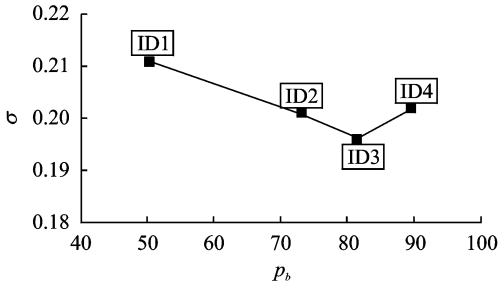


图5 总压恢复系数随反压比的变化曲线

Fig. 5 Total pressure recovery versus back pressure ratio

流锥堵塞度的增加,进气道出口截面反压上升,总压恢复系数先下降后上升。这是由于节流锥位于锥位 ID1 时,进气道的出口位置在结尾激波系内,出口位置的流量平均马赫数大于 1,因此总压恢复系数也较高;随着节流锥堵塞度的增加,结尾激波前移,出口位置逐渐不再受结尾波系的影响,总压恢复系数下降,当节流锥到达位置 ID3 时,总压恢复系数最低。随后,随着节流锥堵塞度的增加,进气道扩张段内结尾波前马赫数逐渐降低,激波损失减小,出口位置的总压恢复系数也逐渐增加。

2.2 稳定工作时通道内气流的脉动特性

图 6 给出的是设计状态节流锥位于锥位 ID4 (出口反压比为 89) 时沿流道部分传感器信号的功率谱密度分布。

从图 6 可以看出进气道出口处的气流脉动能量集中在较高频段,而上游的气流脉动能量则集中在低频段,流道内动态信号比较平坦,基本上属于宽频带信号,传感器信号功率谱密度并未出现明显的峰值,这对推进系统的安全是有利的。

表 2 给出了进气道出口反压比为 89 时进气道通道内各动压测点信号脉动量的均方根(RMS)及其相对来流静压和当地静压时均值的比值 ϵ ,可以看出其脉动强度较小。

表 2 通道内各动压测点信号脉动量

Tab. 2 Pulsating quantity of all sensors

传感器编号	RMS	RMS/ p_0	ϵ
DC1	187.527	0.157	1.087
DC2	139.185	0.116	0.778
DC3	3 233.173	2.699	3.779
DR1	18.171	0.015	0.781
DR2	57.072	0.047	0.540
DR3	66.053	0.055	1.076
DR4	224.272	0.187	1.698
DR5	140.910	0.118	0.700
DR6	77.870	0.065	0.515
DR7	3 103.160	2.591	3.604

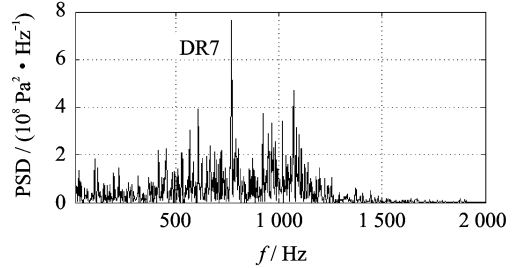
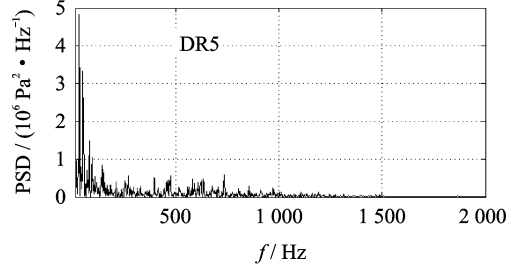
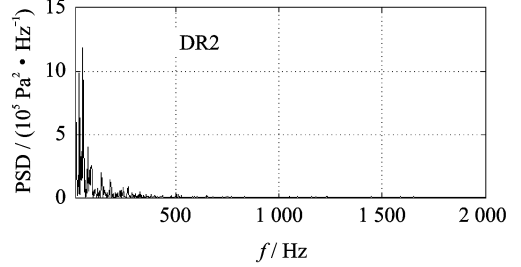
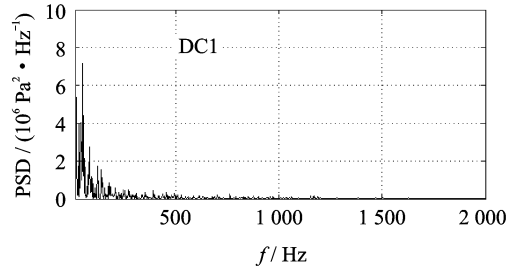


图6 进气道出口反压比为 89 时传感器功率谱密度分布

Fig. 6 Power spectrum of dynamic pressure with backpressure ratio equal to 89

2.3 喘振特性

为了研究进气道由反压引起的喘振特性,图 7 给出了节流锥堵塞比 $TR=72\%$ 时进气道喘振过程中沿流道部分传感器信号的功率谱密度分布。可以看出在进气道通道内的传感器信号在 48 Hz 附近存在明显的峰值,表明进气道的喘振基频可能为 48 Hz 附近。

仔细观察图 7 可以发现,进气道通道内除出口处传感器外其余传感器信号的功率谱密度分布在 97 和 146 Hz 附近也出现了局部峰值,这是由于当节流锥堵塞比较大时,节流锥处的流通面积不足以使进气道捕获的流量完全通过,通道内出现回流,回流区内包含多频段脉动能量。此时流道中存在大幅度的波条运动和剧烈的压强脉动^[19]。

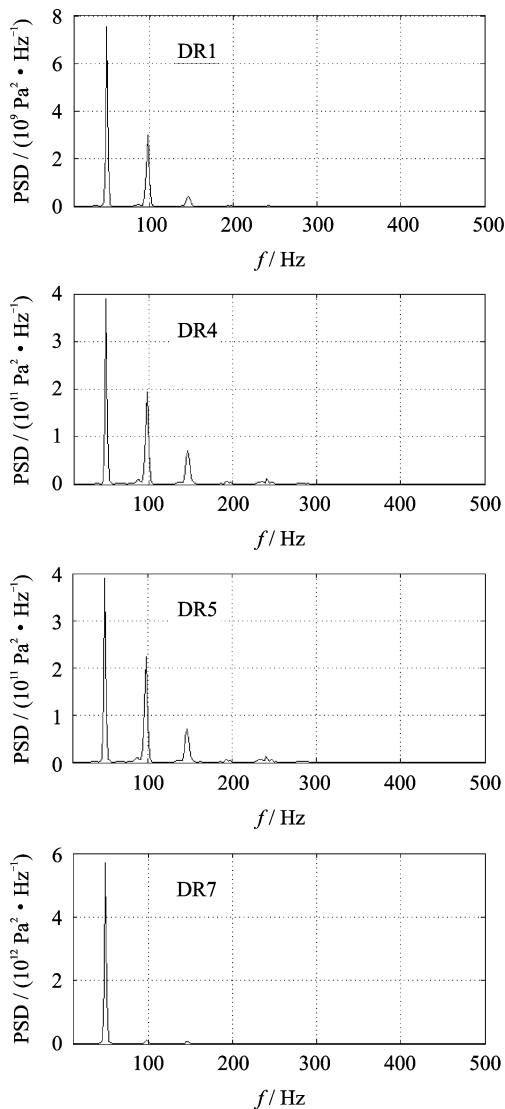


图 7 喘振过程传感器功率谱密度分布

Fig. 7 Power spectrum of dynamic pressure during buzz

进气道喘振时外压波系变化过程的纹影照片在图 8 中给出,从图中可以看出,进气道波系吐出后,一直影响到上游第一级压缩面,因此在进气道最上游的传感器 DR1 也出现多个频段的脉动。

为了深入了解进气道的喘振过程,图 9 给出了典型位置传感器信号的时间历程,图中横坐标为时间,纵坐标为采用来流静压进行量纲一化的压比。从图 9 可以看出,各传感器信号的脉动特征并不完全相同,除了出口处的传感器 DR7,其余传感器信号均存在一段比较稳定的阶段,这是因为当进气道喘振时,结尾波系被进气道不停的吞入-吐出-吞入,当进气道结尾波系被吞入后,激波扫掠过的通道站位流场也随即建立并稳定下来,传感器信号也基本保持不变,此时进气道捕获的流量都进入了内

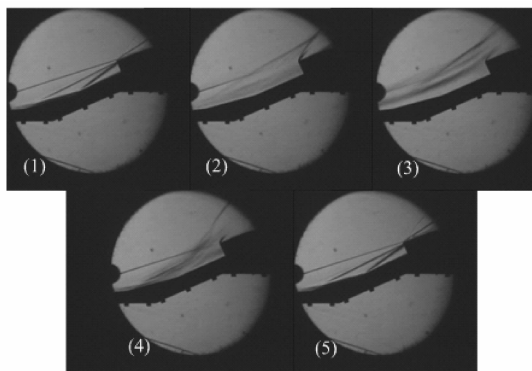


图 8 喘振过程波系纹影

Fig. 8 Schlieren images during buzz

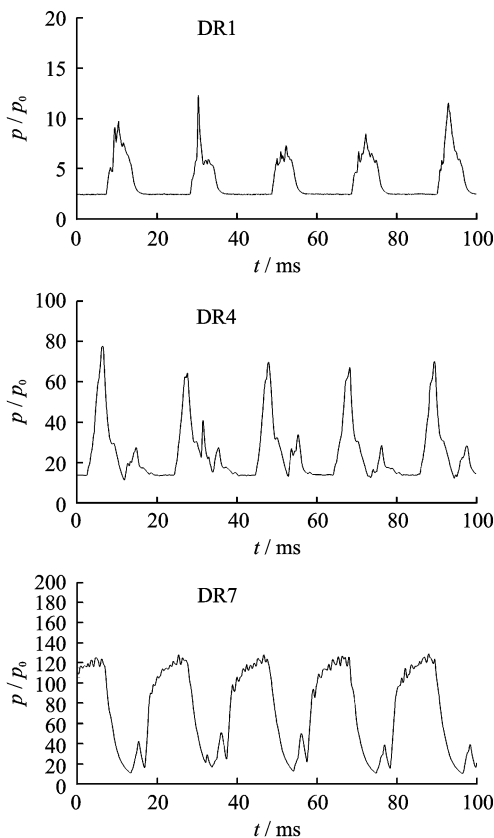


图 9 喘振过程典型传感器信号时间历程

Fig. 9 Static pressure time histories of typical survey points during buzz

通道;由于进入内通道的空气流量不能完全通过,节流锥处发生流量壅塞,通道内出现不稳定流动,不稳定流向上游传播,当不稳定流动扫掠过传感器后,传感器所处的气流呈现宽频带脉动。因此,沿流道与节流锥的位置越远,传感器信号的稳定段时间也越长。从图中不难发现,由于传感器 DR1 位于第一级压缩面上,距离节流锥最远,因此稳定时间也最长,而出口处传感器 DR7 与节流锥位置较近,因此几乎不存在稳定阶段。

2.4 再启动特性

为了获得进气道在再启动过程中随着节流锥堵塞度的减小通道内气流的脉动特性,图10给出部分传感器信号的时间历程及其S变换时-频特性分布,图中横坐标为时间(节流锥堵塞度随时间的增加而减小),时域图纵坐标为采用来流静压进行量纲一化的压比,时频图纵坐标为频率。

可以看出随着进气道节流锥堵塞度的减小,进气道喘振基频及不稳定流中的脉动频率和脉动强度逐渐降低,管道内喘振波系的运动速度逐渐降低。

仔细对比图10中各传感器信号的时间历程,可以看出,随着节流锥堵塞度的减小,最靠前的传感器DR1信号在约268.4 ms后进入稳定状态,而最靠下游的传感器DR7在约957.1 ms后才进入稳定状态,在这个时间间隔中进气道处于从喘振到

稳定工作的再启动过程。从通道内传感器信号的时间历程可以看出,这个过程中气流的脉动分为两个阶段。

第一阶段: $268.4 \text{ ms} \leq t \leq 485.4 \text{ ms}$ 。当 $t \geq 268.4 \text{ ms}$ 后,传感器DR1处的流场建立并稳定下来,结尾波系被进气道吞入,从通道内传感器信号的时间历程可以看出,通道内传感器信号将先稳定,然后再次进入不稳定阶段,这是由于结尾波系进入通道后,沿流道各传感器站位流场先建立,然后由于流量的壅塞,结尾波系将再次向上游运动并到达进气道进口处附近。图11给出了这个阶段进气道外压段波系变化过程纹影,可以看出结尾波系被推出进气道进口后,并未破坏外压段的波系结构(如图11(1~6)所示)。仔细对比图10中各传感器信号的时间历程,可以看出在时间 t 到达

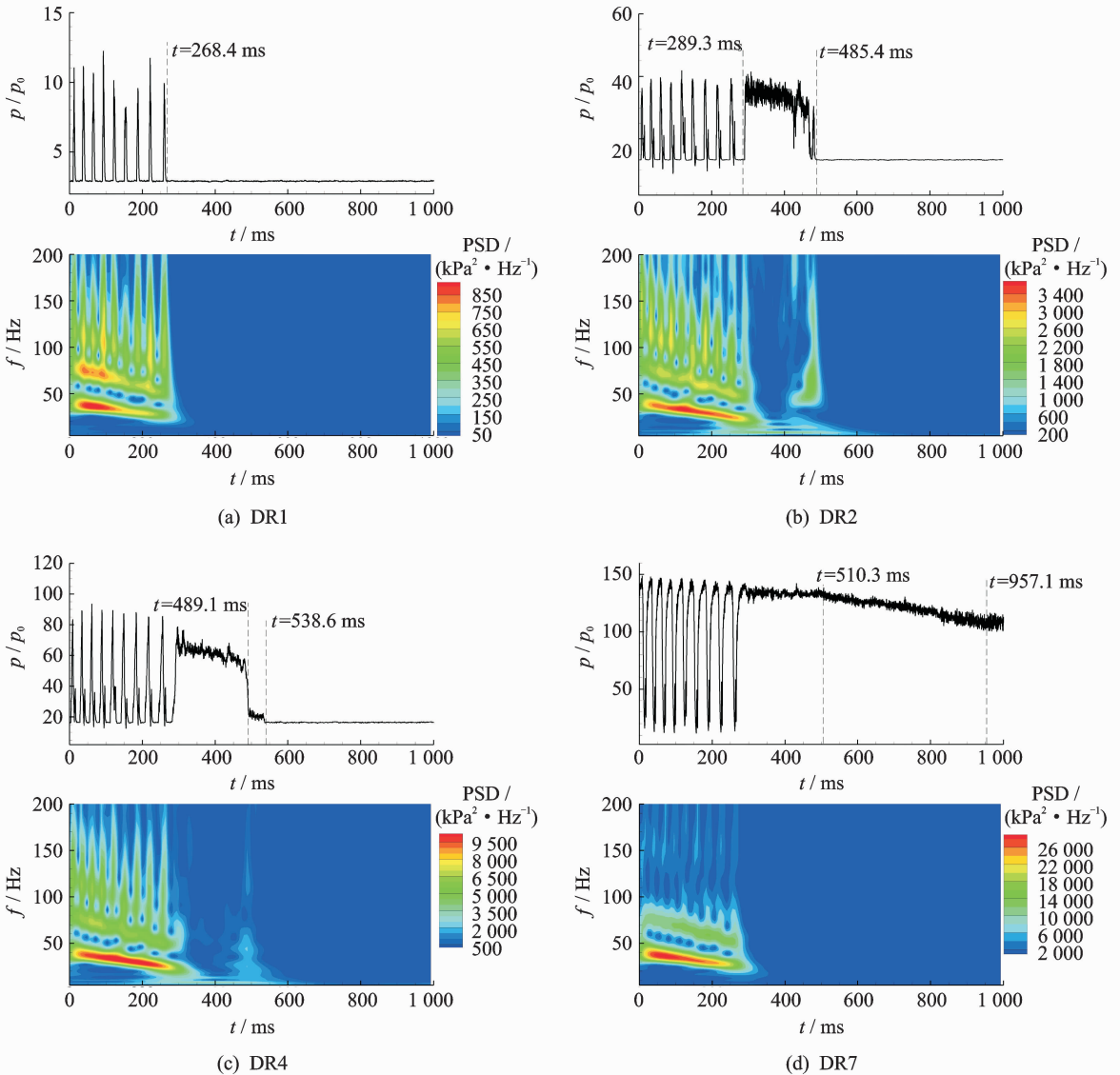


图10 再启动过程传感器信号时间历程和时-频图

Fig. 10 Static pressure time histories and time-frequency characteristics during restart

485.4 ms之前通道内传感器信号的时均值沿流道逐渐增加。在这个阶段,结尾激波位于进气道进口处,通道内各传感器信号的时均值随时间的变化较小。从时频图可以看出在这个阶段前期,传感器信号脉动能量较低,表明结尾波系在进气道入口处并没有发生类似喘振的剧烈运动。在第一阶段即将结束进入第二阶段时,部分传感器信号脉动强度略有增强,这可能是结尾波系的高频脉动造成的。

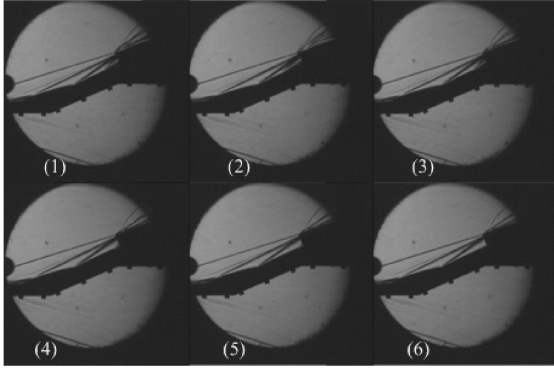


图 11 再起动波系纹影

Fig. 11 Schlieren images during restart

第二阶段: $485.4 \text{ ms} \leq t \leq 957.1 \text{ ms}$ 。随着节流锥堵塞度的减小,当 $t \geq 485.4 \text{ ms}$ 后,进气道进口处传感器 DR2 处流场建立并稳定下来,表明结尾波系进入进气道内通道。从内收缩段内传感器信号的时间历程可以看出,传感器信号的时均值突然下降,这是结尾激波进入内收缩段造成的。由于内收缩段各传感器沿流道的距离较近,信号时间历程中的时均值下降的时间间隔很小,进气道出口的传感器由于位置比较靠下游,因此其时均值在 $t = 510.3 \text{ ms}$ 时才开始下降。随着节流锥堵塞度的进一步降低,沿流道各传感器处流场将逐渐建立并稳定下来,进气道进入稳定工作状态。从时频图可以看出,在第二阶段,通道内气流的脉动能量较低,不存在明显的脉动能量峰区,结尾波系在进气道收缩段内也比较稳定。

3 结 论

(1) 本研究的 $Ma 5$ 一级进气道在设计状态,随节流锥堵塞度的增大,结尾激波逐渐前移,出口马赫数逐渐下降,总压恢复系数先下降后上升。对称面沿程静压曲线分布表明,沿流道并没有发生明显的流动分离。沿流道的动态压力脉动不存在明显的局部峰值,有利于推进系统的安全工作。

(2) 节流锥堵塞比 $TR = 72\%$ 时,进气道沿流

道传感器的压力信号出现有规律的能量集中,喘振基频约为 48 Hz 。

(3) 随节流锥堵塞比的逐渐降低,进气道喘振基频逐渐降低,结尾激波先到达进气道进口处,然后稳定在进气道内收缩段内,随着节流锥堵塞比的进一步降低,结尾激波逐渐进入进气道扩张段。

(4) 对于亚燃冲压发动机进气道来讲,通过合理的设计,在进气道临界状态工作时,随着进气道出口反压的增加,进气道通道内的结尾激波可先稳定于进气道内收缩段,然后到达进气道进口处,处于稳定的亚临界状态,此时进气道的工作方式类似于外压式进气道;随着反压的进一步增加,进气道才进入不稳定的亚临界状态即喘振状态。

参考文献:

- [1] Clyde H. Aerodynamic characteristics of a series of twin-inlet air-breathing missile configurations, 2: Two-dimensional inlets at supersonic speeds [R]. NASA TM-84559, 1983.
- [2] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [3] Anderson W E, Wong N D. A two-dimensional mixed-compression inlet system designed to self-restart at a mach number of 3.5[R]. AIAA-44195-962, 1970.
- [4] Aderson W E, Wong N D. Experimental investigation of a large scale, two-dimensional, mixed-compression inlet system performance at design conditions, $M_\infty = 3.0$ [R]. NASA TMX-2016, 1970.
- [5] Wong N D, Anderson W E. Experimental investigation of a large scale, two-dimensional, mixed-compression inlet system performance at supersonic condition $M_\infty = 1.55$ to 3.2 [R]. NASA TND-6392, 1971.
- [6] Biringen S. Numerical simulation of two-dimensional inlet flow fields[R]. AIAA 48254-222, 1984.
- [7] Murakami A, Yanagi R. Mach 3 wind tunnel test of mixed compression supersonic inlet[R]. AIAA 92-3625, 1992.
- [8] Fujimot O A, Niw A N. Experimental and numerical investigation of Mach 2.5 supersonic mixed compression inlet[R]. AIAA 93-0298, 1993.
- [9] Wasserbauer J F, Mel Eason E T, Burst Adt P L. Experimental investigation of the performance of a Mach 2.7 two-dimensional bifurcated duct inlet with 30 percent internal contraction [R]. NASA-TM-106728, 1996.

- [10] Smith C F, Smith G E. Two stage supersonic inlet (TSSD): 10-inch model calculations[R]. NASA/CR-2005-213287, 2005.
- [11] Trapier S, Duveau P, Deck S. Experimental study of supersonic inlet buzz[R]. AIAA 20451-244, 2006.
- [12] 王国辉,李进贤,蔡体敏.空空导弹用二元混压超声速进气道数值研究[J].推进技术,2000,21(4):36-39.
Wang Guohui, Li Jinxian, Cai Timin. Numerical study on flow field in 2-D segment compression supersonic intake for an air-to-air missile[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000,21(4):36-39.
- [13] 鲍福廷,李进贤,赵飞.固冲发动机双下侧二元进气道设计研究[J].西北工业大学学报,2002,20(4):590-593.
Bao Futing, Li Jinxian, Zhao Fei. A code for designing 2-D mixed-compression inlet of solid propellant ramrocket[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2002,20(4):590-593.
- [14] 万大为,郭荣伟.定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道实验[J].南京航空航天大学学报,2007,39(3):277-281.
Wan Dawei, Guo Rongwei. Experiment on fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep forward high-light and "X"-type missile configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007,39(3):277-281.
- [15] 刘晓伟,贺国强,秦飞.宽马赫数固冲二元进气道设计与研究[J].宇航学报,2008,29(5):1576-1582.
Liu Xiaowei, He Guoqiang, Qin Fei. The design and study of 2D solid-ramjet inlet working over a wide range of flight mach number[J]. Journal of Astronautics, 2008,29(5):1576-1582.
- [16] 石磊,何国强,秦飞,等.唇口形状对二元进气道性能影响数值模拟[J].推进技术,2012,33(5):683-688.
Shi Lei, He Guoqiang, Qin Fei, et al. Numerical investigation of effects of cowl lip shape on 2-D inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012,33(5):683-688.
- [17] 谢旅荣,郭荣伟.双下侧定几何二元混压式进气道的流场特征和气动性能分析[J].空气动力学学报,2011,29(3):257-263.
Xie Lvrong, Guo Rongwei. Flow pattern and performance of fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlets with 90° configuration at the venter of the missile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011,29(3):257-263.
- [18] Wang Weixing, Xie Lvrong, Guo Rongwei. Influence of blunting manner of the lip highlight of hypersonic inlet on the aerothermodynamic performance [R]. AIAA-2011-2306, 2011.
- [19] 谭慧俊,卜焕先,张启帆,等.高超声速进气道不起动问题的研究进展[J].南京航空航天大学学报,2014,46(4):501-508.
Tan Huijun, Bu Huanxian, Zhang Qifan, et al. Review of hypersonic inlet unstart phenomenon [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014,46(4):501-508.